

一种逆流式空气预冷器的设计计算方法

陈志霄^{1,2}, 陆阳^{1,2,*}, 邓清³, 范学军^{1,2}

(1. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室 北京 100190; 2. 中国科学院大学 工程科学学院 北京 100049; 3. 合肥中科重明科技有限公司 合肥 230601)

摘要: 本文提出了一套计算逆流式带翅片空气预冷器的计算模型, 并利用 FORTRAN 语言编程实现了整套方法。基于换热单元内部热通量平衡这一基本假设, 迭代更新壁温, 进而修正每一个网格的能量交换量, 最终得到系统热平衡状态下的所有物理量分布。计算过程中空气的物性使用了 NASA 的物性拟合公式; 当冷却剂采用碳氢燃料时, 调用了 SUPERTRAPP 物性计算子程序。通过与 *Fluent* 软件相同工况的计算情况比较, 不仅验证了本文发展的分析方法与 CFD 有非常近似准确性, 还表明此套方法的计算效率比 CFD 高至少两个数量级, 适合在工程设计中推广。

关键词: 空气预冷器; 翅片; 逆流; 碳氢燃料

A design and calculation method of countercurrent air precooler

Zhixiao Chen^{1,2}, Yang Lu^{1,2,*}, Qing Deng³, Xuejun Fan^{1,2}

(1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China; 2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China; 3. Hefei Zhongke Chongming Technology Co., Ltd, Hefei, 230601, China)

Abstract: In this paper, a set of calculation model of counter flow finned air precooler is proposed, and the whole method is programmed with FORTRAN language. Based on the basic assumption of heat flux balance in the heat exchange unit, the wall temperature is updated iteratively, and then the energy exchange of each grid is corrected. Finally, all physical quantity distributions in the state of system heat balance are obtained. In the calculation process, the physical properties of air use NASA's physical property fitting formula; When hydrocarbon fuel is used as coolant, the subroutine of physical property calculation of supertrap is called. Through the comparison with the calculation under the same working condition of FLUENT software, it not only verifies that the analysis method developed in this paper has very similar accuracy with CFD, but also shows that the calculation efficiency of this method is at least two orders of magnitude higher than CFD, which is suitable for popularization in engineering design.

Key words: Air precooler, Fin, Countercurrent, Hydrocarbon fuel

1 引言

20世纪90年代, 英国反应发动机公司提出了 SABRE (协同吸气式火箭发动机) 预冷组合循环发动机的概念^[1]。该方案在保持类似火箭发动机高推重比特性的同时还能较好利用大气层中的空气, 从而极大减少飞行器所携带的氧化剂的量, 具备诱人的高比冲。此方案的最大特点在于高速飞行时通过预冷器将空气快速降温, 从而大幅降低压气机消耗功率, 将发动机涡轮模态的最高工作马赫数拓展至5。因此,

空气预冷器的设计及其流动换热特性便成了此类预冷吸气式发动机的核心问题。SABRE空气预冷器的设计为避免“氢脆”问题，额外采用一套He循环系统，增加了结构的重量和复杂程度。对此，国内外学者针对该方案进行了大量的研究。Webber^[2]等对SABRE发动机进行了理论分析。邹正平等^[3]梳理了国外具有代表性的强预冷发动机技术发展脉络及现状，详细介绍了中国在强预冷航空发动机热力循环设计分析、紧凑强预冷器设计制造和试验等技术方面的最新研究进展。陈一鸣等^[4]建立了可实现强预冷器与各子系统稳定、匹配工作的高温系统，搭建了超临界氦闭式循环系统的强预冷高温来流实验平台。据报道，航天科工三院^[5]完成了“云龙”发动机预冷器的Ma5热态试验，初步验证了预冷器快速降温能力。Xuanfei Yu等^[6]研究了新型高超声速发动机多分支闭式布雷顿循环预冷压缩系统的热力设计与优化。魏鑫等^[7]针对SABRE空气预冷器的最小周期单元，从管间距、管排数等多个方面对该空气预冷器的流动换热特性进行了数值模拟。高远等^[8]建立了该预冷器的准二维快速评估模型，对预冷器的传热、摩擦阻力等性能进行了计算。

与上述间接冷却思路不同，国内外研究者在直接冷却方面也做了相关研究。1968年，Miller等^[9]理论分析了碳氢燃料预冷用于Ma3飞行器的可行性。范学军、陆阳等^{[10][11]}建议可考虑利用碳氢燃料作为冷却工质发展预冷吸气式发动机实现Ma5飞行。本文基于碳氢燃料预冷空气技术路线，发展一套空气预冷器的具体设计方法。为了提高换热效率，采用逆流式的整体布局。为了进一步提高空气侧换热能力，通过翅片来增大对流换热面积，翅片也对冷却管道起到了支撑作用，但会增加空气侧压降损失，需要权衡寻优。其截面如图1所示。

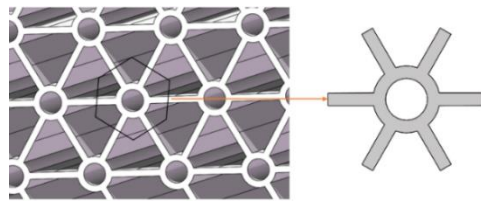


图1 带翅片逆流式空气预冷器局部示意图

本文所介绍的程序计算模型是针对带纵向直翅片的管阵，翅片将管道连接。由于冷却通道数目较多，可将单管及翅片以及其周边空气作为一个计算单元，如图1右侧所示。在进行一维计算时，只需要计算此单元的传热便可快速估算整个预冷器的传热。本文在第二部分详细介绍了计算过程中所应用的数学物理模型以及物性等参数的计算方法。第三部分针对一个典型工况，以甲烷作为碳氢燃料代表对高温空气冷却过程进行了数值模拟，与Fluent仿真结果进行对比分析。

2 模型概述

逆流式空气预冷器传热过程是一个涉及空气、壁面、冷却剂三者相互作用的耦合传热过程，如图2所示。空气将热量传给壁面，冷却剂将空气传入壁面的热量通过对流换热的方式带走，从而达到对空气进行降温的效果。图中 h 代表对流换热系数， T 代表温度， q 代表热流密度，下标1、2分别代表空气和冷却剂， w 代表壁面。

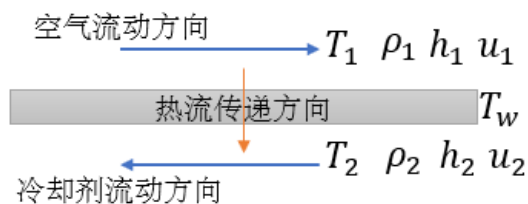


图2 逆流式空气、冷却剂流动方向及热量传递方向

由于耦合传热问题的复杂性，如果采用耦合的、全三维的数值模拟会耗费大量时间。因此本文对空气预冷器的耦合传热问题进行了解耦，将传热过程分解为空气的流动与传热、冷却剂的流动与传热、壁面结构的热传导三个子过程。这三个子过程之间的迭代求解过程如图 3 所示，首先基于一个假设的初始壁温分布，分析空气和冷却剂换热两个子过程，并为第三个子过程提供热边界条件，更新壁温分布，开始新一轮迭代，直至收敛。

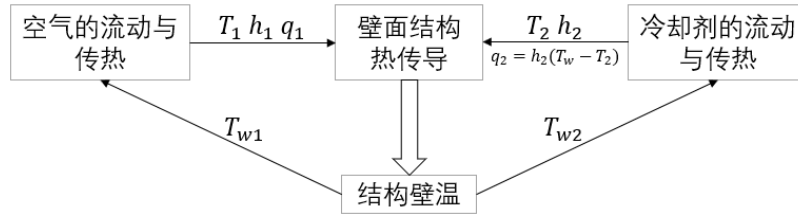


图 3 冷却传热子过程关系图

下面将分别对三个子过程的分析方法进行说明。

2.1 空气流动与传热分析

2.1.1 模型分析

本文对于空气预冷器流动与传热分析是基于一维积分方程，分析过程中假设空气为热完全气体，程序在计算过程中根据输入参数将预冷器划分若干计算截面进行分析，分析过程中认为空气流动及其与壁面的相互作用都达到稳态。

连续方程：

$$m_1 = \rho_i u_i A_i = \rho_{i-1} u_{i-1} A_{i-1} \quad (1)$$

动量方程：

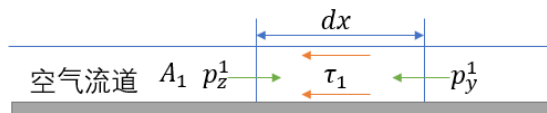


图 4 空气侧流动换热示意图

$$m_1 u_{i-1} + P_{i-1} A_{i-1} = m_1 u_i + P_i A_i + \int_{i-1}^i \tau dA_c \quad (2)$$

在上式的压力计算中，摩擦力的计算模型较多。式中 τ 为壁面局部切应力， A 为空气流动或者冷却剂流道的截面积。为计算壁面切应力，本文采用以下两种方法，后面结合典型工况对模型适用性进行了验证。

方法一：引入局部摩擦系数 C_f

$$C_f = \frac{\tau}{\rho \frac{u^2}{2}} \quad (3)$$

因此只需要计算 C_f 便可计算出壁面切应力。可采用类比（比拟）关系^[12]来计算 C_f 。类比关系是通过努塞尔数或者斯坦顿数把摩擦系数和表面对流传热系数联系在一起。类比关系既可以求解湍流问题，也可以求解层流换热，既可以用于内部流动换热，也可以用于外部流动换热。因此在本文所涉及的问题中，可以利用该方法。

已知：

$$\tau = \frac{C_f}{2} \rho u^2 \quad (4)$$

利用修正雷诺比拟（或契尔顿-科尔本比拟）：

$$\frac{c_f}{2} = St \cdot Pr^{\frac{2}{3}} \quad (5)$$

其中 St 是无量纲数斯坦顿数，定义如下。

$$St = \frac{Nu}{Re \cdot Pr} \quad (6)$$

因此得到摩擦应力的求解公式：

$$\tau = \frac{Nu}{Re \cdot Pr} \cdot pr^{\frac{2}{3}} \cdot \rho u^2 \quad (7)$$

方法二：应用摩擦应力 τ 和达西摩擦系数 f 之间的关系：

$$\frac{f}{8} = \frac{\tau}{\rho \cdot u^2} \quad (8)$$

而对于 f 的计算采用以下计算方式：

$$f = (0.79 \cdot \ln(Re) - 1.64)^{-2} 3000 \leq Re \leq 5 \times 10^6 \quad (9)$$

能量方程：

$$m_{i-1} \left(h_{i-1} + \frac{1}{2} u_{i-1}^2 \right) - m_{1,i-1} h_1 = m_i \left(h_i + \frac{1}{2} u_i^2 \right) + \Delta H_{2,i} - m_{1,i} h_1 \quad (10)$$

其中， $\Delta H_{2,i}$ 代表冷却所带走的热量，其表达式如下所示：

$$\Delta H_{2,i} = q_i s_i dx \quad (11)$$

对于空气侧热流密度的计算，定义式为：

$$q_1 = h_1 (T_1 - T_w) \quad (12)$$

在假定初始壁温的条件下，式中对流换热系数 h_1 为未知量，然而 h_1 的计算可根据无量纲数 Nu 的定义得到：

$$h_1 = \frac{Nu_1 \cdot K_1}{D_1} \quad (13)$$

其中 Nu_1 为空气的努塞尔数， K_1 为空气的热导率， D_1 为空气通道水利直径。水利直径的计算公式为：

$$D_1 = \frac{4 \cdot \text{过流截面面积}}{\text{湿周}}$$

Nu 可需要依据前人通过实验得到的经验拟合公式，选用格林尼斯基公式^[13]：

$$Nu = \frac{\left(\frac{f}{8}\right) \cdot (Re-1000) \cdot Pr}{1 + 12.7 \cdot \left(\frac{f}{8}\right)^{0.5} \cdot \left(Pr^{\frac{2}{3}} - 1\right)} \quad (14)$$

公式(14)适用于 $0.7 < Pr < 160$ ， $Re > 3000$ 。其中 f 为达西摩擦系数。

雷诺数 Re 及普朗特数 Pr 计算：

$$Re_1 = \frac{\rho_1 \cdot u_1 \cdot D_1}{\mu_1} \quad (15)$$

$$Pr_1 = \frac{c_{p1} \cdot \mu_1}{K_1} \quad (16)$$

因此，空气侧的热流密度可以计算得到

$$q_1 = \frac{Nu_1}{D_1} \cdot (T_1 - T_w) \quad (17)$$

根据能量守恒，空气侧的能量损失等于冷却剂侧的能量输入，因此存在关系：

$$q_1 \cdot S_1 \cdot dx = q_2 \cdot S_2 \cdot dx \quad (18)$$

其中 S_1 、 S_2 分别为空气侧的传热有效周长和冷却剂侧传热周长， dx 代表一个网格的长度，在 2.3.2 节中详细介绍。

2.1.2 空气物性计算方法

物性参数只与温度相关。王新竹^[14]在计算燃烧室的传热分析中，其燃气的物性计算采用 NASA 的数据库^[15]，作者编写了针对多组分、任意摩尔比例燃气的物性参数计算子程序。该数据库将各种纯净物的物性参数随温度的变化拟合成温度的函数，通过编写拟合系数的查询函数，结合混合物物性参数的混合规则就能得到各个温度状态下空气的物性参数。在本文中，借鉴这一物性参数的计算方法来计算空气的物性参数，这些参数包括热动力学物性参数和输运参数。

1) 热动力学参数的拟合公式

热动力学参数中，比热是采用温度的多项式进行拟合的，比焓以及比熵是通过其与比热的积分关系得到的。值得注意的是，NASA 数据库中的热动力学参数是采用比摩尔量的方式表达的，而实际应用中一般采用比质量的表达方式，二者需要进行换算。

比热的拟合函数如下所示，公式中的 R^0 是通用气体常数：

$$\frac{c_p^0}{R^0} = a_1 T^{-2} + a_2 T^{-1} + a_3 + a_4 T + a_5 T^2 + a_6 T^3 + a_7 T^4 \quad (19)$$

比焓与比热的关系：

$$\frac{H^0}{R^0 T} = \frac{\int c_p^0 dT}{R^0 T} \quad (20)$$

比焓（焓值参考点为 298.15K）的拟合函数：

$$\frac{H^0}{R^0 T} = -a_1 T^{-2} + a_2 T^{-1} \ln T + a_3 + a_4 \frac{T}{2} + a_5 \frac{T^2}{3} + a_6 \frac{T^3}{4} + a_7 \frac{T^4}{5} + \frac{a_8}{T} \quad (21)$$

比熵与比热的关系：

$$\frac{S^0}{R^0} = \int \frac{c_p^0}{R^0 T} dT \quad (22)$$

比熵的拟合函数：

$$\frac{S^0}{R^0} = -a_1 \frac{T^{-2}}{2} + a_2 T^{-1} + a_3 \ln T + a_4 T + a_5 \frac{T^2}{2} + a_6 \frac{T^3}{3} + a_7 \frac{T^4}{4} + a_8 \quad (23)$$

热完全气体假设下的热动力学参数混合规则采用的方法是简单的加权平均。程序中通过将比摩尔量除以混合物平均分子量，将比摩尔的热动力学参数换算成比质量的热动力学参数。

2) 输运参数的拟合公式

输运参数中，动力粘性以及导热系数的拟合公式在形式上完全一致，只是各自的拟合系数不同。

输运参数拟合公式如下所示，其中 μ 与 λ 分别代表动力粘度与导热系数：

$$\left. \begin{array}{l} \ln \mu \\ \ln \lambda \end{array} \right\} = A \ln T + \frac{B}{T} + \frac{C}{T^2} + D \quad (24)$$

根据以上方式计算出空气和冷却剂的物性之后，就需要根据管道的几何尺寸以及空气或冷却剂的温度和流量来计算速度、密度声速等参数。

空气密度选用理想气体状态方程计算：

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R \cdot T_1} \quad (25)$$

声速、流速以及马赫数计算如下，其中 m 为质量流量

$$C_1 = \sqrt{\gamma R T_1} \quad (26)$$

$$u_1 = \frac{m_1}{\rho_1 \cdot A_1} \quad (27)$$

$$Ma_1 = \frac{u_1}{c_1} \quad (28)$$

2.2 冷却剂流动与传热分析

2.2.1 模型分析

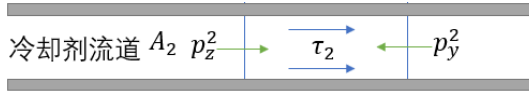


图5 冷却剂侧流动换热示意图

冷却通道整体为细长结构，所以计算过程中将冷却工质的流动与传热简化为一维稳态问题进行分析，分析方法与前面讲述的的空气的流动与传热分析方法相同，计算努塞尔数选用公式(14)，计算摩擦力选用雷诺比拟的方法，即选用公式(7)计算摩擦力。

2.2.2 冷却剂物性计算方法

对于冷却剂一般采用碳氢燃料作为冷却剂，由于碳氢燃料组成的复杂性及特殊的物理化学性质，现有实验手段无法在碳氢燃料实际使用的温度、压力范围内测得全部所需的物性参数，所以计算过程中采用NIST开发的SUPERTRAPP^[16]软件来计算碳氢燃料的物性参数。

2.3 壁面传热分析

2.3.1 翅片效率

在本文的计算中，讨论了加装翅片的模型，由于物性的限制，空气侧往往成为整个换热传热强化的主要制约因素^[12]。而翅片的存在大大增加了空气侧对流换热的面积，因此需要对翅片的影响建立模型。

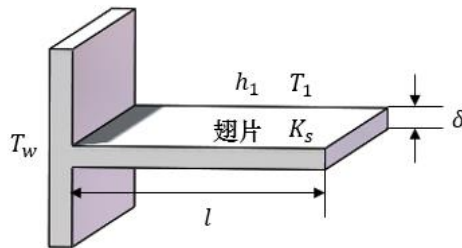


图6 翅片

如图6所示，翅片长度为 l ，厚度为 δ ，热导率为 k_s 。首先对翅片模型提出简化假设：

- 1) 稳态导热，无热源，翅片中只存在一维导热。
- 2) 忽略翅片辐射。
- 3) 翅材料的热导率一致且为常数。
- 4) 翅片表面上，传热系数 h 一致。
- 5) 翅片与翅基的热阻忽略不计。

由于在计算过程中，计算的是一个小单元的换热量，在计算模型中翅片的长度就选取为半个翅片长，因为翅片上热流传导为对称的，所以在半个翅片的端部可认为是绝热边界条件，由顶部绝热的薄壁翅片翅效率计算公式^[17]。

$$\eta = \frac{\tanh(M \cdot l)}{M \cdot l} \quad (29)$$

其中 $M = \frac{2h_1}{k_s \cdot \delta}$ 。

2.3.2 热量传递

图 7 所示为一个单元的横截面，热量从空气侧（翅片侧）传往冷却剂侧，图中 q_1 、 T_1 为热侧热流密度和温度， q_2 、 T_2 为冷却剂侧热流密度和温度。

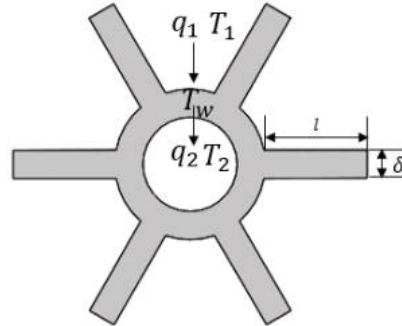


图 7 计算单元横截面

根据能量守恒以及几何关系，存在：

$$q_1 \cdot (\eta \cdot S_{\text{翅片}} + S_{\text{外}}) = q_2 \cdot S_{\text{内}} \quad (30)$$

其中：

$$S_{\text{翅片}} = 2l \cdot \text{翅片数目} \cdot dx$$

$$S_{\text{外}} = (\text{冷却通外径周长} - \delta \cdot \text{翅片数目}) \cdot dx$$

$$S_{\text{内}} = \text{冷却通道内径周长} \cdot dx$$

2.3.3 壁面温度更新

计算热流时需要利用壁温来计算，因此壁温的更新是计算热流的关键。当壁面厚度为 0.3mm ，热流密度为 $0.05\text{MW}/\text{m}^2$ 时，若壁面材料为铜（热导率约 $400\text{W}/\text{m} \cdot \text{K}$ ），壁面两侧温差为 0.0375K ；若壁面材料为高温合金（热导率约 $15\text{W}/\text{m} \cdot \text{K}$ ），壁面两侧温差为 1K ，由此可见即使选用高温合金材料，壁面两侧的温差依然很小，因此在下面计算中，采用壁面结构内部温度相同近似。在程序计算中，采用冷却剂侧的热流、对流换热等信息来更新壁温，方式如下：

在 2.3.2 节中冷却剂侧的热流计算方案，已经得到 q_2 ，同时有：

$$q_2 = h_2 \cdot (T_w - T_2) \quad (31)$$

其中 T_2 、 h_2 为已知，通过式(32)可更新壁面温度。

$$T_w = \frac{q_2}{h_2} + T_2 \quad (32)$$

3 算例结果及结论

3.1 算例设计

为了验证程序的可靠性，选用甲烷作为冷却剂来进行算例验证，同时在 *Fluent* 中设计相同的算例工况，将两者计算结果进行对比。算例中冷却通道内径为 1mm ，外径为 1.6mm ，壁厚为 0.3mm 。存在翅片时，空气的流动截面积为无翅片时减去翅片所占体积。设置空气流量为 $1.25\text{g}/\text{s}$ ，甲烷流量为 $0.437\text{g}/\text{s}$ 。冷却通道长度为 0.55m ，空气侧入口压力为 5bar ，为保证冷却剂始终处于超临界态，甲烷入口

压力设为 60 bar。(说明: 翅片长度为 1.557 mm, 翅片数目为 6。)

表 1 甲烷及空气入口温度

冷却介质	冷却剂入口温度 (K)	空气入口温度 (K)	有无翅片
甲烷	120	1000	有

3.2 结果分析

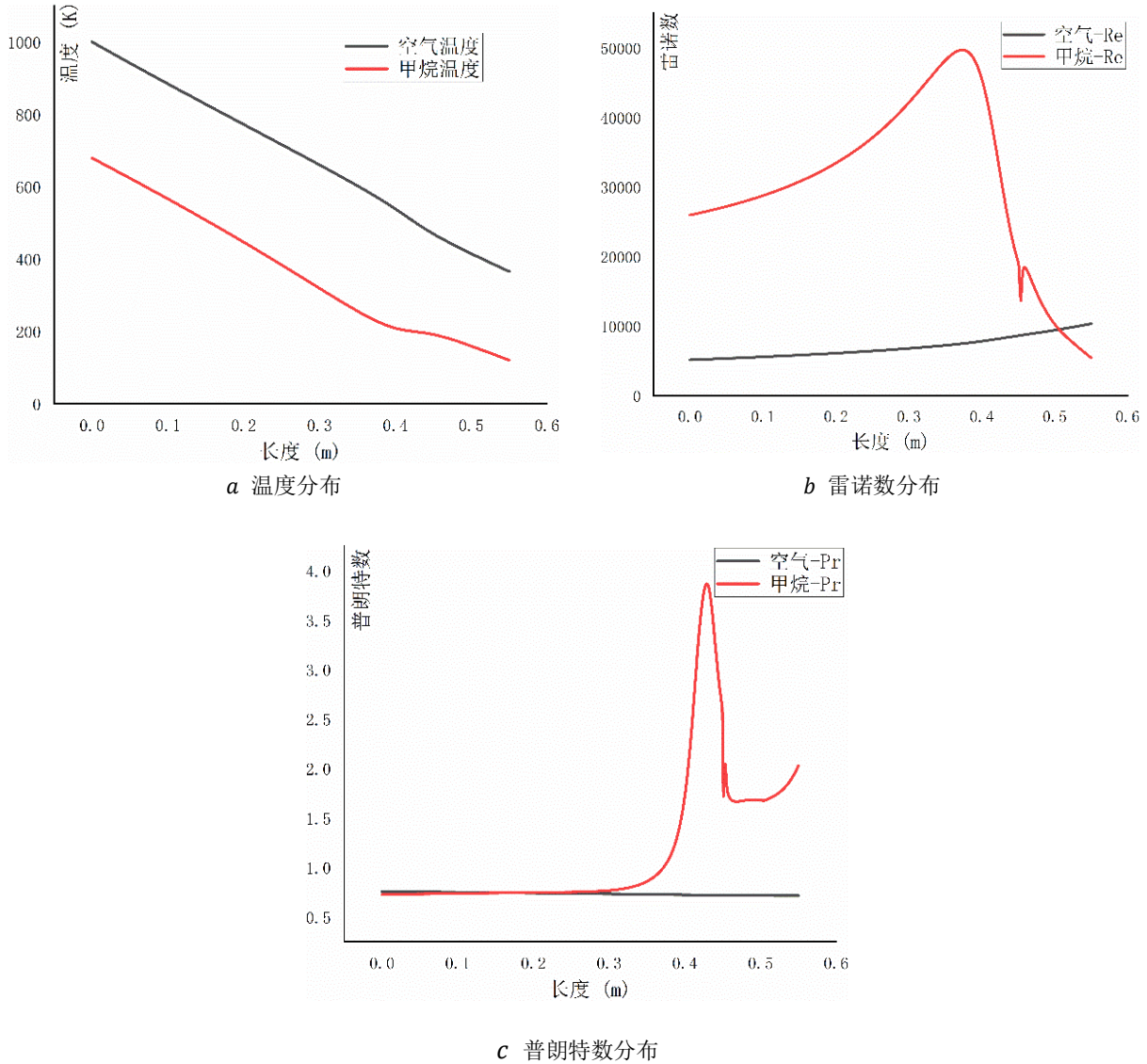


图 8 参数分布

如图 8 a 为程序计算所得沿程空气侧和甲烷侧的温度分布, 图 8 b 所示为雷诺数分布, 可以得到两侧雷诺数范围为 $5000 \leq Re < 55000$, 图 8 c 所示普朗特数范围在 0.5~4 之间, 因此两侧努塞尔数计算全部选用公式(14)是合理的。同时在图 8 b 中观察发现到, 在 0.4~0.45 米处雷诺数会有显著变化, 是因为在这一部分区域, 甲烷温度处于临界温度附近, 其粘性会有较大变化, 因此引起雷诺数变化剧烈。

对于压降的计算, 可选用(雷诺比拟法)类比法或者方法二中的公式(7)、(9)计算 f 。将两种模型分别标记, *Model 1* 为使用雷诺比拟法求压力, *Model 2* 是使用求达西摩擦系数 f 求压力。两种方法所得压强分布分别为图 9 所示。

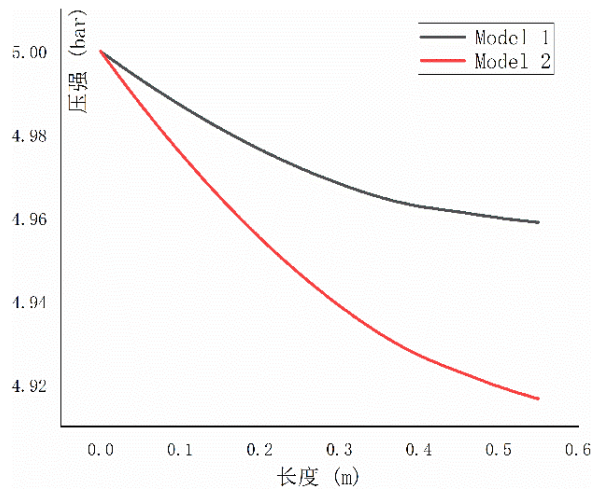


图9 Model 1 和 Model 2 计算得到的空气侧压强分布

从图9所得：当选用类比方法时，所得压降要比利用求达西摩擦系数 f 要小。

下面在 $Fluent$ 中设置完全相同的算例进行计算。

表2 $Fluent$ 计算结果与 $Fortran$ 程序计算结果对比

	空气出口温度 (K)	空气降低温度 (K)	甲烷出口温度 (K)	甲烷升高温度 (K)	空气出口压力 (bar)	压降 (bar)
<i>Model 1</i>	364	636	677	557	4.951	0.049
<i>Model 2</i>	364	636	677	557	4.917	0.073
<i>Fluent</i>	374	626	650	530	4.920	0.080

由表2对比结果得：若以 $Fluent$ 计算结果为基准， $Model 1$ 和 $Model 2$ 所计算的温度相同，空气侧温度误差为1.6%，甲烷侧温度误差为5.1%；而对于压降， $Model 1$ 计算压降误差为38.7%， $Model 2$ 为8.7%。CFD计算用时36个小时， $Fortran$ 程序计算用时10分钟。

3.3 结论

本文发展了一套计算基于逆流式带翅片空气预冷器的计算模型，并给出了算例验证。通过与CFD软件计算结果对比，发现在传热效果方面，模型的准确度较高，并且采用不同的子模型差别不大；在空气侧压降计算方面，选用 $Model 2$ （格林尼斯基公式）的计算结果与CFD软件所得结果较为吻合，选用 $Model 1$ （雷诺比拟）的计算结果差别较大，但两者所计算的压降绝对值都较小，小于入口压强的2%，压降计算模型的准确性需要实验进行验证。综合而言，本文发展的计算方法能够支撑带翅片逆流式空气预冷器的参数化设计。

参考文献

- [1] Varvil R, Bond A. The SKYLON Spaceplane [C]. Oslo: 46th International Astronautical Congress, 1995.
- [2] Webber H, Bond A, Hemsell M. The Sensitivity of Precooled Air-Breathing Engine Performance to Heat Exchanger Design Parameters[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2007, 60(5): p.188-196.
- [3] 邹正平, 王一帆, 额日其大, 等. 高超声速强预冷航空发动机技术研究进展[J]. 航空发动机, 2021, 47(4): 8-21.
- [4] 陈一鸣, 邹正平, 黄振宇, 等. 高超声速预冷发动机强预冷器实验平台建设及高温性能验证实验[C]. 第七届爆震与新型推进学术研讨会论文集, 25-38.
- [5] <https://www.aerospacepower.cn/article/1364>.

- [6] Yu X, Wang C, Yu D. Thermodynamic design and optimization of the multi-branch closed Brayton cycle based precooling-compression system for a novel hypersonic aeroengine[J]. Energy Conversion and Management, 2020, 205:112412-.
- [7] 魏鑫,金峰,刘天依,吉洪湖.SABRE 空气预冷器流动与换热数值研究[J].火箭推进,2019,45(05):8-16.
- [8] 高远,陈玉春,史新兴.SABRE 预冷器计算模型及其在整机模型中的应用[J].推进技术,2021,42(11):2485-2493.DOI:10.13675/j.cnki.tjjs.200898.
- [9] Miller B A . Analysis of several methane-fueled engine cycles for Mach 3.0 flight. 1968.
- [10] 范学军,陆阳,李龙,孟令瑾. 组合式发动机[P].北京市: CN109026444B,2017-06-09.
- [11] 陆阳,范学军.甲烷预冷吸气式发动机概念设计[C].第十三届全国高超声速科技学术会议.
- [12] 赵镇南.传热学:第二版[M].北京: 高等教育出版社,2008.6
- [13] Kays,W 等著;赵镇南译.对流传热与传质:第四版[M].北京: 高等教育出版社,2007.7.
- [14] 王新竹,超燃冲压发动机燃烧室主动冷却过程分析方法及其应用[D],北京,中国科学院大学,2013.
- [15] McBride B., Gordon S. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications[R]. NASA-RP-1311, Lewis Research Center, Cleveland, Ohio, 1996.
- [16] Nist Standard Reference Database 4-Nist Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database: Version 3.2[M]. National Inst.Of Standards, Gaithersburg, MD. 1990.
- [17] Shah,R,K 等著;程林译.换热器设计技术[M].北京: 机械工业出版社,2010.1.